

This Page Is Inserted by IFW Operations
and is not a part of the Official Record

BEST AVAILABLE IMAGES

Defective images within this document are accurate representations of the original documents submitted by the applicant.

Defects in the images may include (but are not limited to):

- BLACK BORDERS
- TEXT CUT OFF AT TOP, BOTTOM OR SIDES
- FADED TEXT
- ILLEGIBLE TEXT
- SKEWED/SLANTED IMAGES
- COLORED PHOTOS
- BLACK OR VERY BLACK AND WHITE DARK PHOTOS
- GRAY SCALE DOCUMENTS

IMAGES ARE BEST AVAILABLE COPY.

**As rescanning documents *will not* correct images,
please do not report the images to the
Image Problems Mailbox.**

THIS PAGE BLANK (USPTO)

①9 RÉPUBLIQUE FRANÇAISE
INSTITUT NATIONAL
DE LA PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE
PARIS

①1 N° de publication :

(à n'utiliser que pour les
commandes de reproduction)

2 729 116

②1 N° d'enregistrement national :

95 00126

⑤1 Int Cl⁸ : B 64 G 1/36

⑫

DEMANDE DE BREVET D'INVENTION

A1

②2 Date de dépôt : 06.01.95.

③0 Priorité :

④3 Date de la mise à disposition du public de la
demande : 12.07.96 Bulletin 96/28.

⑤6 Liste des documents cités dans le rapport de
recherche préliminaire : *Se reporter à la fin du
présent fascicule.*

⑥0 Références à d'autres documents nationaux
apparentés :

⑦1 Demandeur(s) : MATRA MARCONI SPACE FRANCE
SOCIETE ANONYME — FR.

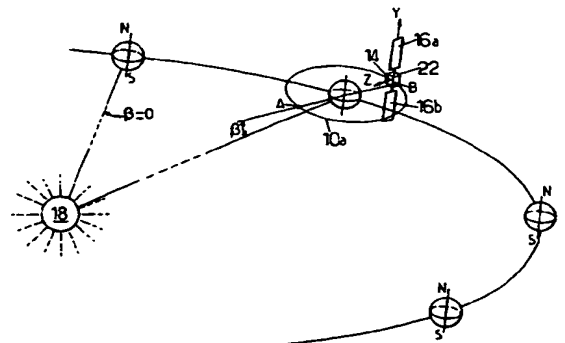
⑦2 Inventeur(s) : POLLE BERNARD, BILLAND MARCEL
et HANIN BENOIT.

⑦3 Titulaire(s) :

⑦4 Mandataire : CABINET PLASSERAUD.

⑤4 PROCÉDE DE COMMANDE D'ATTITUDE DE SATELLITE SUR ORBITE INCLINÉE SUR L'EQUATEUR
TERRESTRE.

⑤7 Le procédé permet d'améliorer le bilan thermique du satellite. Pour cela, on maintient un axe de lacet (Z) lié au satellite pointé vers la terre et on maintient des générateurs solaires du satellite dans une orientation optimale par rapport au soleil par rotation de ces générateurs autour de leur axe (Y), orthogonale à l'axe Z. On munit le satellite, sur ses deux faces orthogonales à l'axe Y, de radiateurs dont l'un a une émissivité supérieure à celle de l'autre, et en ce que, pendant au moins les périodes de l'année où l'angle (β) entre la direction du soleil à la terre et le plan de l'orbite du satellite est comprise entre deux valeurs prédéterminées, on oriente le satellite autour de l'axe de lacet (Z) de façon à maintenir les radiateurs dans un plan sensiblement parallèle à la direction du soleil aussi longtemps que le satellite est éloigné de la projection orthogonale (AB) sur le plan de l'orbite du satellite. On retourne le satellite pour amener le radiateur d'émissivité supérieure protégé.



FR 2 729 116 - A1



5 **PROCEDE DE COMMANDE D'ATTITUDE DE SATELLITE SUR ORBITE**
 INCLINEE SUR L'EQUATEUR TERRESTRE

10 L'invention concerne les procédés d'exploitation de satellite dont l'orientation est commandée autour de trois axes orthogonaux et placé sur une orbite dont le plan est incliné sur le plan équatorial terrestre.

 L'invention présente un intérêt chaque fois que le satellite est placé sur une orbite non héliosynchrone. En particulier, elle est applicable sur :

15 - les satellites placés sur des orbites dites intermédiaires, généralement circulaires, à une altitude supérieure à celle des ceintures de Van Allen, comprise entre 8000 Kms et l'altitude de l'orbite géostationnaire (tels que les satellites NAVSTAR et INMARSAT P21) ;

20 - les satellites de type Molniya, placés sur une orbite elliptique d'inclinaison d'environ 60°, ayant une apogée vers 30.000 Kms et un périégée au-dessous des ceintures de Van Allen ;

25 - les satellites d'observation de la terre, en orbite basse.

 Les satellites portant une charge utile active sont munis de générateurs solaires constitués de panneaux pouvant être orientés par rapport à la structure du satellite autour d'un axe Y.

30 Ils sont également équipés de radiateurs de refroidissement par radiation vers l'espace noir, placés sur au moins une des faces, dites + Y et - Y, perpendiculaires à l'axe Y.

35 La figure 1 montre un tel satellite comportant une structure 14 sur laquelle on peut faire tourner des panneaux solaires 16 autour d'un axe pour les orienter vers le soleil 18. Sur les faces de la structure orthogonales à l'axe Y sont placés des radiateurs 22 destinés à évacuer la chaleur, constitués par des plaques rectangulaires qui peuvent
40 appartenir à la structure ou en être séparées, en étant alors

reliées par des moyens conducteurs, tels que des caloducs, aux organes à refroidir.

La capacité de réjection thermique d'un radiateur 22 dépend du flux solaire qu'il absorbe lorsqu'il est exposé au soleil. Classiquement, on essaie de maintenir l'angle sous lequel le soleil voit le radiateur exposé à une valeur aussi faible que possible, pour réduire le flux absorbé.

En revanche, on cherche à maintenir les générateurs solaires 16 orthogonaux au flux solaire. Enfin, des considérations d'exploitation de la charge utile imposent en général de maintenir un axe Z, lié au satellite et orthogonal à l'axe Y, pointé vers la terre, de sorte qu'il constitue un axe de lacet pour le satellite.

Sur un satellite placé sur une orbite équatoriale géostationnaire 10, le procédé classiquement utilisé pour réaliser un compromis entre les exigences ci-dessus consiste à maintenir l'axe Y orthogonal au plan de l'orbite, de sorte qu'il constitue un axe de tangage, et à maintenir les générateurs solaires dans leur orientation optimale autour de l'axe de tangage, en les faisant tourner autour de l'axe Y ; le troisième axe X constitue alors axe de roulis.

Pour un satellite placé sur une orbite inclinée non héliosynchrone, d'inclinaison i sur l'équateur terrestre, l'angle β entre la direction du soleil et le plan de l'orbite du satellite varie entre 0° et $i + 23,45^\circ$ au cours de l'année. Pour les valeurs faibles de l'angle β , typiquement jusqu'à 8° , on peut conserver un pointage du satellite du même type que pour une orbite géostationnaire. Au-delà, les performances des générateurs solaires se dégradent et l'un des radiateurs reçoit un flux solaire appréciable. Pour ce motif, on utilise en général à l'heure actuelle un mode de pointage dit "pointage Nadir-Soleil" ou SNP. L'axe X du satellite est maintenu dans le plan contenant la direction du soleil et l'axe de lacet Z du satellite, ce qui est toujours possible par une orientation appropriée du satellite autour de son axe de lacet Z. L'axe de rotation Y du généra-

teur solaire est alors perpendiculaire à la direction du soleil et on oriente le générateur solaire perpendiculairement à la direction du soleil 18 par une rotation à l'aide du mécanisme de pointage, autour de l'axe Y. Avec cette loi
5 de pointage, les faces + Y et - Y du satellite, utilisées comme radiateurs thermiques, ne voient jamais le soleil.

Les variations de l'angle de lacet sur la durée d'une orbite sont donnés en traits pleins sur les figures 3 et 4 dans le cas d'une orbite circulaire de 6 heures, pour $\beta = 10^\circ$
10 et $\beta = 30^\circ$.

Ce mode de pointage donne une efficacité maximum aux générateurs solaires et aux radiateurs. Mais il exige, lorsque l'angle β entre la direction du soleil et le plan de l'orbite du satellite est faible, des vitesses élevées de
15 rotation du satellite autour de l'axe de lacet Z. Si la pulsation orbitale ou fréquence angulaire, est ω_0 , la vitesse nécessaire en lacet atteint $\omega_0 / \tan \beta$, aux points A et B d'une orbite circulaire (fig.2).

Or, la vitesse en lacet peut être limitée par la capacité
20 du système de commande d'attitude du satellite. De plus, une vitesse en lacet élevée peut présenter des inconvénients pour la mission du satellite (par exemple dans le cas d'un satellite utilisant des antennes multifaisceaux).

Pour réduire ces inconvénients, on peut remplacer la loi
25 Nadir-Soleil idéale par une loi de variation composite :

- pour les valeurs faibles de l'angle β , on adopte une loi de pointage du type géostationnaire mentionnée ci-dessus. Dans ce cas, la vitesse en lacet est nulle, l'efficacité du
30 générateur solaire varie en $\cos \beta$ et le flux solaire absorbé par l'un ou l'autre des radiateurs est proportionnel à $\sin \beta$, alternativement sur les faces + Y et - Y.

- pour des valeurs fortes de l'angle β , on utilise la loi idéale Nadir-Soleil indiquée en traits fins sur les figures 2 et 3 ;

- au voisinage des points A et B, la rotation s'effectue
35 à vitesse constante et maximale, comme 1 montrent les lignes

droites des figures 2 et 3 : la vitesse maximale en lacet V_{lct} est adoptée avant et après qu'elle ne soit nécessaire pour suivre la loi idéale, pour compenser les intervalles de temps où elle est insuffisante pour suivre la loi idéale.

5 Les lignes en traits mixtes correspondent à une vitesse maximum en lacet de $1,2^\circ/\text{mn}$ et les lignes en tirets à une vitesse maximum de $0,9^\circ/\text{mn}$, pour laquelle on ne peut plus suivre la loi idéale à aucun moment pour $\beta \leq 10^\circ$.

10 Pendant la phase où on ne suit pas la loi idéale, d'une part les radiateurs + Y et - Y reçoivent alternativement et transitoirement un flux solaire et d'autre part la puissance du générateur solaire est légèrement dégradée.

15 Quand l'angle β est élevé, la loi Nadir-Soleil ainsi modifiée se confond avec la loi Nadir-Soleil idéale, comme le montre une comparaison entre les figures 2 et 3. Pour $\beta = 45^\circ$, il est possible de conserver la loi Nadir-Soleil idéale, même pour $V_{lct} = 0,9^\circ/\text{mn}$, avec des paramètres d'orbite inchangés.

20 Les orientations successives du satellite dans la partie de l'orbite proche du point B sont schématisées sur la figure 5 où les générateurs solaires sont désignés par 16a et 16b pour les différencier.

25 La présente invention vise notamment à fournir un procédé permettant d'améliorer le rendement des radiateurs et cela en ne mettant en oeuvre que des moyens simples.

30 Dans ce but l'invention propose notamment un procédé de commande d'attitude de satellite placé sur une orbite terrestre non héliosynchrone dont le plan est incliné sur le plan équatorial terrestre, procédé selon lequel on maintient un axe de lacet (Z) lié au satellite pointé vers la terre et on maintient des générateurs solaires du satellite dans une orientation optimale par rapport au soleil par rotation de ces générateurs autour de leur axe (Y), orthogonale à l'axe Z, caractérisé en ce que :

35 on munit le satellite, sur ses deux faces orthogonales à l'axe Y, de radiateurs dont l'un a une émissivité supé-

rieure à celle de l'autre, et
en ce que, pendant au moins les périodes de l'année où
l'angle (β) entre la direction du soleil à la terre et le
plan de l'orbite du satellite est compris entre deux valeurs
5 prédéterminées, on oriente le satellite autour de l'axe de
lacet (Z) de façon à maintenir les radiateurs dans un plan
sensiblement parallèle à la direction du soleil aussi
longtemps que le satellite est éloigné de la projection
orthogonale (ab) de la direction du soleil sur le plan de
10 l'orbite du satellite et on amène le satellite dans une
orientation symétrique de celle qu'il avait par rapport au
plan contenant ladite projection (ab) et la direction du
soleil, par rotation autour de l'axe de lacet (Z), à une
vitesse de consigne prédéterminée, de façon que ce soit
15 toujours le radiateur d'émissivité supérieure qui soit à
l'ombre.

De plus, le satellite est retourné de 180° autour de son
axe de lacet lorsque l'angle β passe par la valeur 0, de
façon que ce soit toujours le même radiateur qui soit à
20 l'ombre en permanence. Ce retournement intervient à peu près
tous les six mois dans le cas d'une orbite circulaire.

Dans les périodes de l'année où l'angle β est supérieur
à la seconde valeur prédéterminée, on commande avantageuse-
ment l'orientation du satellite suivant une loi Nadir-Soleil,
25 modifiée aussi longtemps que l'angle β est suffisamment
faible pour que le respect de la loi Nadir-Soleil idéale
implique des vitesses de lacet supérieures à la valeur
maximale acceptable.

La seconde valeur déterminée est avantageusement celle
30 pour laquelle l'efficacité moyenne des générateurs solaires
et/ou l'efficacité moyenne de rejection de chaleur par les
radiateurs au cours d'une orbite est la même pour la loi
Nadir-Soleil modifiée et pour la loi d'orientation avec
amenée du satellite dans une position symétrique.

35 Dans un premier mode de réalisation, la loi d'orientation
avec amenée du satellite dans une position symétrique est

utilisée dès une valeur $\beta_1 = 0$. Dans un autre mode de réalisation, cette loi d'orientation n'est utilisée qu'à partir d'une valeur β_1 choisie suivant un critère déterminé. Un critère possible est d'adopter une valeur β_1 telle qu'il n'y ait pas d'éclipse pour des valeurs de β supérieures à la valeur déterminée.

D'autres caractéristiques encore de l'invention apparaîtront mieux à la lecture de la description qui suit d'un mode particulier de réalisation, donné à titre d'exemple non limitatif, et de variantes. La description se réfère aux dessins qui l'accompagnent, dans lesquels :

- la figure 1 est un schéma de principe montrant les caractéristiques principales d'un satellite stabilisé, dont l'orientation peut être commandée autour de trois axes X, Y et Z ;

- la figure 2, similaire à la figure 1, montre les paramètres qui interviennent dans le choix de la commande d'attitude d'un satellite placé sur une orbite inclinée, non héliosynchrone ;

- les figures 3 et 4 sont des diagrammes montrant la variation de l'angle de lacet en fonction du temps, lorsqu'on utilise la loi dite Nadir-Soleil, respectivement pour un angle β de 10° et un angle β de 30° ;

- les figures 5 et 6 sont des schémas destinés à montrer l'évolution de l'attitude du satellite, respectivement lorsqu'on utilise la loi d'orientation Nadir-Soleil et une loi d'orientation suivant l'invention ;

- les figures 7 et 8, similaires aux figures 4 et 5, montrent la variation de l'angle de lacet lors de la mise en oeuvre d'un procédé selon l'invention, respectivement pour $\beta = 10^\circ$ et $\beta = 30^\circ$.

Le procédé sera décrit dans sa mise en oeuvre sur un satellite du genre montré en figure 2. On donne à un des radiateurs 22 porté par une des faces Y et - Y, qui sera maintenue en permanence à l'ombre, une émissivité supérieure à celle de l'autre radiateur.

Ce résultat sera généralement obtenu par un traitement de surface différent, par exemple par un revêtement de peinture blanche. Si des contraintes de construction obligent à donner à un des radiateurs une surface supérieure à celle de l'autre, ce sera le radiateur 22 constamment maintenu à l'ombre qui aura la surface la plus élevée.

A titre d'exemple, les caractéristiques suivantes peuvent être utilisées pour un satellite dont les radiateurs ont la même surface.

10 Radiateur 22b (maintenu à l'ombre) : revêtement émissif, ayant un coefficient d'émission dans l'infrarouge $\epsilon = 0,88$ en début de vie.

Radiateur 22a : $\epsilon = 0,81$.

15 Deux fois par an, lorsque l'angle β d'incidence des rayons solaires par rapport au plan de l'orbite passe par zéro, le satellite est retourné de 180° , autour de son axe de lacet Z. Cette manoeuvre peut être effectuée en utilisant les moyens de pilotage de satellite, tels que des roues d'inertie et/ou des tuyères de désaturation des roues et la manoeuvre peut être étalée dans le temps pour éviter des accélérations trop importantes.

20 Cette manoeuvre est nécessaire environ deux fois par an pour un satellite placé sur une orbite circulaire intermédiaire.

25 La loi de commande d'orientation en fonction du temps, au cours d'une période orbitale dépend alors de l'angle β . Elle ne sera donc pas la même au long de l'année.

30 1. Pour les angles β très faibles, inférieurs à une valeur β_1 , il est possible et souvent avantageux d'utiliser la même loi de pointage que pour un satellite sur une orbite géostationnaire : on oriente l'axe Y du satellite perpendiculairement au plan de l'orbite du satellite. Grâce aux périodiques, la face +Y du satellite est toujours à l'ombre, tandis que la face -Y du satellite voit le soleil avec une incidence β . Pour les valeurs d'angle β comprises entre 0 et β_1 , la vitesse en lacet est donc nulle.

2. Pour des valeurs de β comprises entre β_1 (qui peut être nulle) et une autre valeur β_2 , on utilise une loi composite qu'on peut qualifier de "rendez-vous" ou "ralliement". On maintient l'axe Z vers le centre de la terre. L'angle de lacet est commandé de façon que :

- pour les portions de l'orbite du satellite éloignées des points A et B, l'orientation autour de l'axe Z suit la loi Nadir-Soleil,

- pour les portions proches des points A et B, c'est-à-dire sur l'axe indiqué par PP' sur la figure 6, le satellite est amené dans une position symétrique, par inversion du sens de rotation en lacet. Cette opération est effectuée à la vitesse maximale en lacet et la longueur de l'axe PP' est en conséquence fonction de cette vitesse maximale.

3. Au-delà de β_2 , il est généralement possible de conserver la loi Nadir-Soleil sur l'orbite, mais on adoptera la loi Nadir-Soleil modifiée si la vitesse maximale tolérable est trop faible. La loi modifiée est en théorie moins favorable du point de vue de l'efficacité ; la perte d'efficacité est négligeable pour un choix approprié de β_2 du fait que l'incidence du soleil sur les faces Y est pratiquement rasante.

Il reste à déterminer les valeurs optimales de β_1 et β_2 . On pourra en général utiliser le critère suivant :

- l'angle β_1 tel que défini plus haut ;
- l'angle β_2 est celui pour lequel les capacités de réjection sont les mêmes, sur la durée d'une orbite, pour les lois "rendez-vous" et "Nadir-Soleil" éventuellement modifiée.

A titre d'exemple les figures 7 et 8 montrent en traits épais la loi de variation de l'angle de lacet selon que β est égal à 10° ou 30° . Elle se confond avec la loi Nadir-Soleil pour les portions de l'orbite autres que PP' sur la figure 6 et sa symétrique autour du point A. Les courbes des figures 7 et 8, comme celles des figures 3 et 4, correspondent à une orbite circulaire à 45° d'inclinaison, avec une période de 6 heures. Pour simplifier les commandes, la loi dite de

"rendez-vous" est adoptée dès $\beta = 0^\circ$ et jusqu'à un angle β_2 d'environ 35° .

Ce choix résulte des caractéristiques données aux radiateurs.

5 - le radiateur de la face - Y, seul exposé au soleil de façon transitoire, est traité pour avoir une capacité de réjection de 291 W/m^2 à 40° C ,

10 - le radiateur de la face + Y, qui n'est jamais exposé est peint en blanc, ce qui lui donne une capacité de réjection thermique de 458 W/m^2 .

Le taux de réjection moyen est en conséquence de 374 W/m^2 , à comparer à la valeur d'environ 347 W/m^2 , qui serait obtenue avec la loi nadir-soleil traditionnelle.

15 La capacité d'évacuation thermique est alors la même pour les lois "rendez-vous" et Nadir-Soleil modifiée pour $\beta = 35^\circ$ environ. Au-dessous de cette valeur, on utilisera la loi "rendez-vous" avec des durées de ralliement (lignes droites obliques sur les figures 7 et 8) qui dépendent de la vitesse maximum en lacet acceptée.

20 Le gain obtenu sur la capacité de réjection thermique par les radiateurs ne s'accompagne pas d'une dégradation appréciable de l'efficacité des générateurs solaires, pour les valeurs de β auxquelles la loi de "rendez-vous" est utilisée, comme le montre le tableau ci-dessous où la valeur 1 correspondrait à une incidence permanente de 90° du soleil sur les
25 générateurs solaires.

30

35

5

10

15

Efficacité moyenne du générateur solaire sur une orbite				
Loi de pointage	Vitesse lacet maximale -deg/min	$\beta=10$ deg	$\beta=20$ deg	$\beta=30$deg
Nadir-Soleil modifiée	0.9	0.955	0.982	0.995
Nadir-Soleil modifiée	1.2	0.982	0.995	0.9995
Rendez-vous	0.9	0.998	0.988	0.966
Rendez-vous	1.2	0.998	0.989	0.972

20

25

30

35

Dans une variante de réalisation de l'invention, on adopte une loi de pointage du type géostationnaire, au lieu d'une loi du type "rendez-vous", jusqu'à un angle β , différent de 0. Cet angle peut être celui défini plus haut.

Dans le cas des capacités de réjection et des caractéristiques d'orbite prévue plus haut, β , est de l'ordre de $22,5^\circ$.

Cette variante présente l'intérêt d'autoriser le contrôle en lacet sans utilisation d'une référence gyroscopique interne. En effet, la direction du soleil et celle de la terre sont bien séparées, quelle que soit la position du satellite sur son orbite, pour les valeurs de $\beta > 22,5^\circ$. On peut alors utiliser le soleil comme référence pour les manoeuvres en lacet. Cela n'implique pas une complexité accrue du satellite, qui est en général muni de capteurs solaires et d'horizon terrestre.

Lorsque la valeur de β est inférieure à $22,5^\circ$, c'est-à-dire pendant les périodes de l'année où il y a un risque le satellite passe dans l'ombre portée de la terre, le pointage de type géostationnaire n'exige aucun mouvement de rotation

en lacet. La valeur maximale de la dérive en lacet peut être déduite de la connaissance du moment cinétique embarqué et de l'estimation des couples perturbateurs, comme pour un satellite géostationnaire.

REVENDICATIONS

1. Procédé de commande d'attitude de satellite placé sur
5 une orbite terrestre non héliosynchrone dont le plan est
incliné sur le plan équatorial terrestre, procédé selon
lequel on maintient un axe de lacet (Z) lié au satellite
pointé vers la terre et on maintient des générateurs solaires
10 du satellite dans une orientation optimale par rapport au
soleil par rotation de ces générateurs autour de leur axe
(Y), orthogonale à l'axe Z,

caractérisé en ce que :

On munit le satellite, sur ses deux faces orthogonales à
l'axe Y, de radiateurs dont l'un a une émissivité supérieure
15 à celle de l'autre, et en ce que, pendant au moins les
périodes de l'année où l'angle (β) entre la direction du
soleil à la terre et le plan de l'orbite du satellite est
comprise entre deux valeurs prédéterminées, on oriente le
satellite autour de l'axe de lacet (Z) de façon à maintenir
20 les radiateurs dans un plan sensiblement parallèle à la
direction du soleil aussi longtemps que le satellite est
éloigné de la projection orthogonale (AB) de la direction du
soleil sur le plan de l'orbite du satellite et on amène le
satellite dans une orientation symétrique de celle qu'il
25 avait par rapport au plan contenant ladite projection (AB)
et la direction du soleil, par rotation autour de l'axe de
lacet (Z), à une vitesse de consigne prédéterminée, de façon
que ce soit toujours le radiateur d'émissivité supérieure qui
soit à l'ombre.

30 2. Procédé selon la revendication 1, caractérisé en ce
que l'on retourne de 180° le satellite autour de son axe de
lacet à chaque passage à 0 de l'angle β de la direction du
soleil avec le plan de l'orbite du satellite.

3. Procédé selon la revendication 2, caractérisé en ce
35 que, pendant les périodes de l'année où l'angle β entre la
direction du soleil à la terre et le plan de l'orbite du

satellite est supérieur à la seconde valeur prédéterminée, on commande l'orientation du satellite suivant une loi Nadir-Soleil, modifiée si l'angle β a une valeur trop faible pour que le respect de la loi Nadir-Soleil idéale implique des vitesses de lacet acceptables.

4. Procédé selon la revendication 3, caractérisé en ce qu'on prend, comme seconde valeur déterminée (β_2), la valeur pour laquelle l'efficacité moyenne de réjection de chaleur par les radiateurs (22) est la même pour la loi Nadir-Soleil, éventuellement modifiée, et la loi d'orientation avec amenée du satellite dans une position symétrique.

5. Procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 4, caractérisé en ce qu'on utilise la loi d'orientation avec amenée du satellite dans une position symétrique dès une première valeur déterminée β_1 , nulle.

6. Procédé selon l'une quelconque des revendications 1 à 4, caractérisé en ce qu'on utilise la loi d'orientation avec amenée du satellite dans une position symétrique à partir d'une première valeur déterminée β_1 , non nulle.

7. Procédé selon la revendication 6, caractérisé en ce que la commande de pointage en lacet est effectuée en utilisant la visée du soleil comme référence.

8. Procédé selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce que l'on revêt de peinture blanche l'ensemble de la face du satellite maintenue à l'ombre.

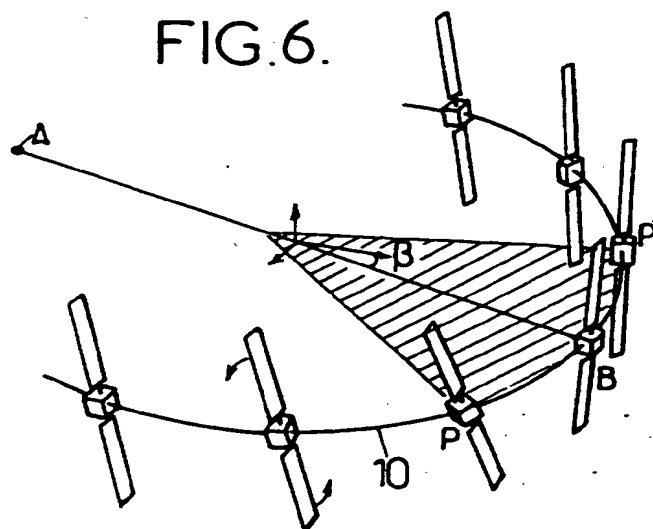
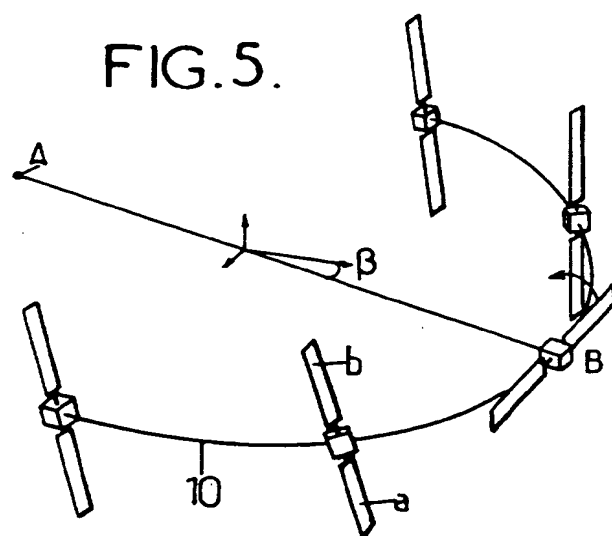
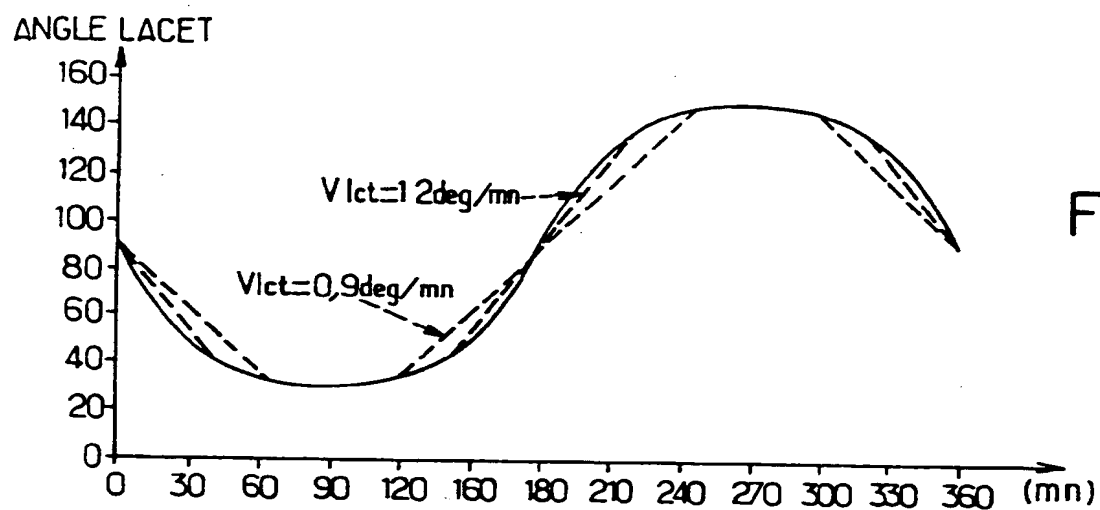
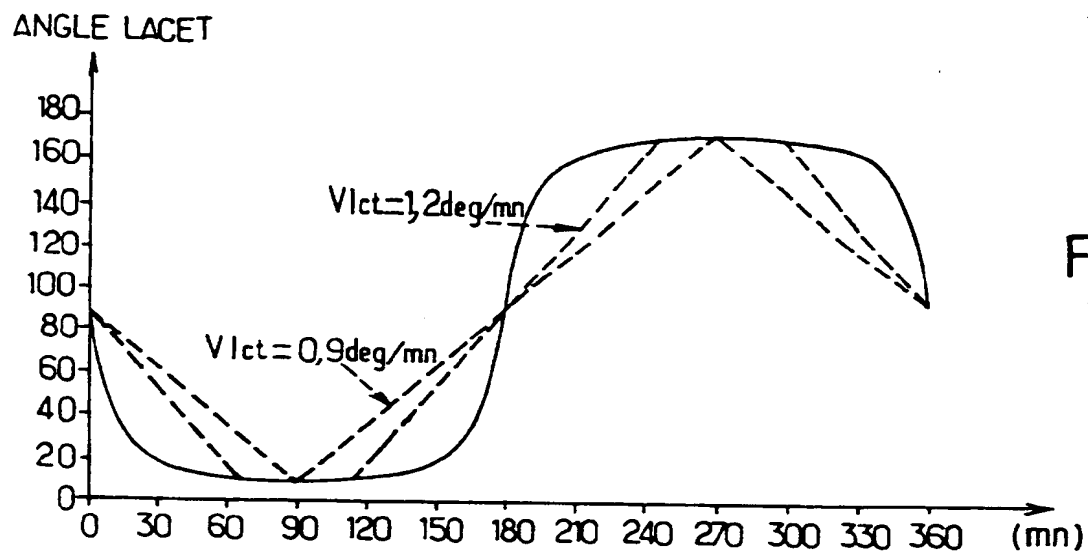


FIG. 7.

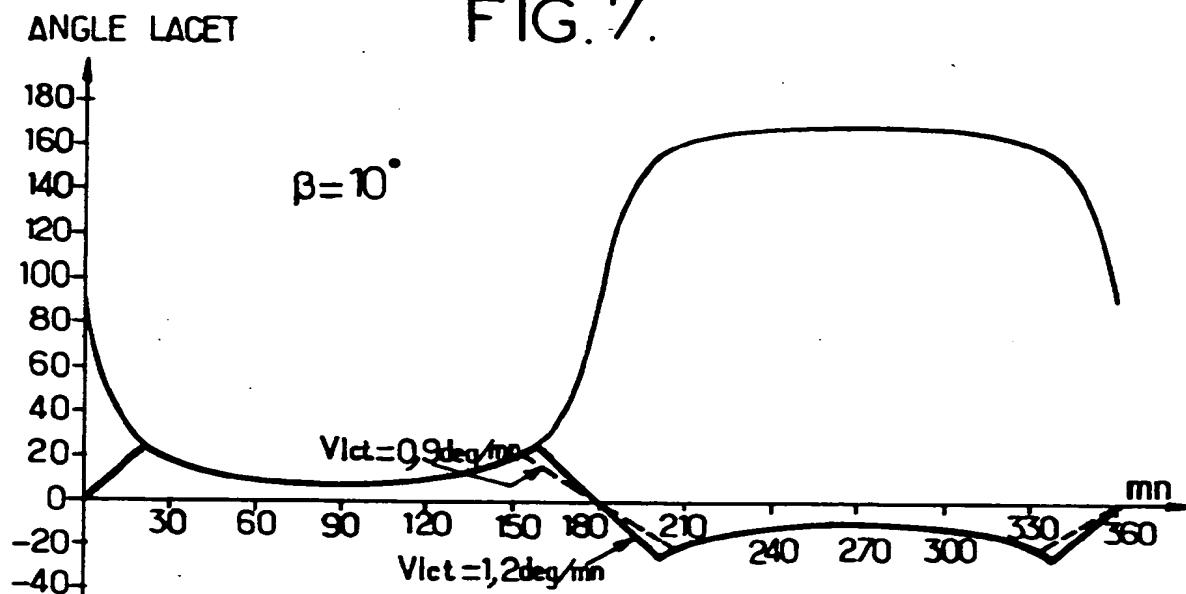
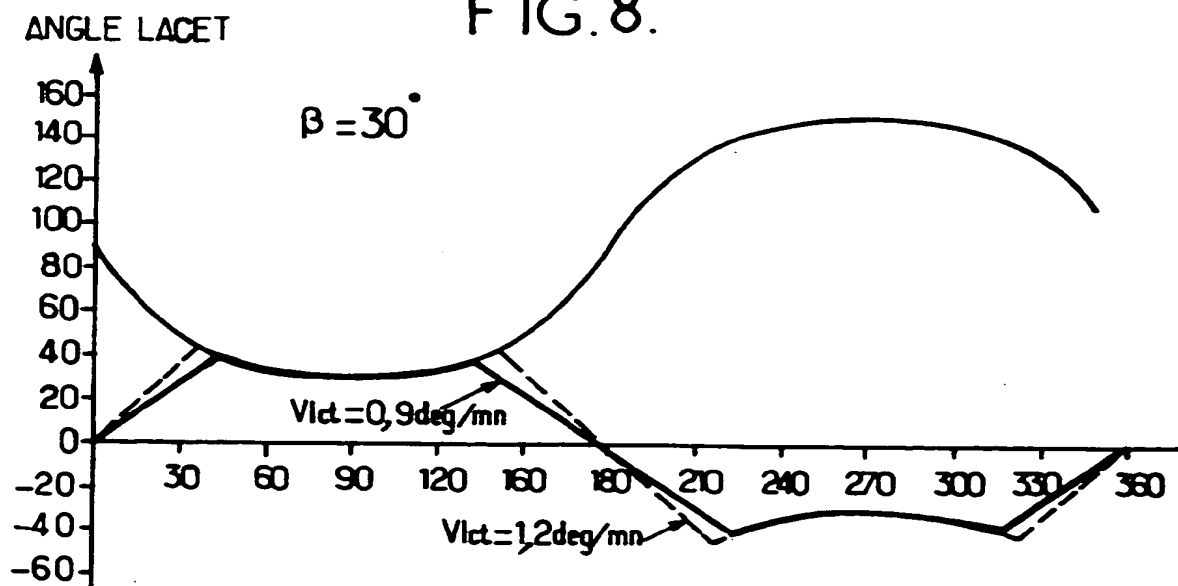


FIG. 8.



RAPPORT DE RECHERCHE
PRELIMINAIREétabli sur la base des dernières revendications
déposées avant le commencement de la recherche

2729116

N° d'enregistrement
nationalFA 512344
FR 9500126

DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS		Revendications concernées de la demande examinée
Catégorie	Citation du document avec indication, en cas de besoin, des parties pertinentes	
A	PROCEEDINGS OF THE 28TH INTERSOCIETY ENERGY CONVERSION ENGINEERING CONFERENCE, vol. 1, 8 Août 1993 - 13 Août 1993 ATLANTA (USA), pages 1428-1444, XP 000428328 SEAWORTH ET AL. 'IMPLICATIONS OF A SOLAR ELECTRIC ORBITAL TRANSFER VEHICLE DESIGN ON POWER SYSTEM REQUIREMENTS' * page 1430, colonne de droite, ligne 1 - page 1432, colonne de gauche, ligne 18 * * page 1438, colonne de gauche, ligne 1 - page 1441, colonne de droite, ligne 17; figures 14-21 *	1
A	FR-A-2 681 041 (GENERAL ELECTRIC COMPANY) * page 5, ligne 32 - page 6, ligne 17 * * page 11, ligne 11 - page 16, ligne 23; figures 4,5 *	1
A	WO-A-92 21562 (TELEDYNE INDUSTRIES, INC.) * page 13, ligne 3 - ligne 24; figure 11 *	1
A	US-A-3 603 530 (EASTON ET AL.) * colonne 1, ligne 60 - colonne 3, ligne 12; figure *	1
		DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHES (Int. CL-4)
		B64G
Date d'achèvement de la recherche		Examinateur
7 Septembre 1995		Rivero, C
CATEGORIE DES DOCUMENTS CITES		
X : particulièrement pertinent à lui seul Y : particulièrement pertinent en combinaison avec un autre document de la même catégorie A : pertinent à l'encontre d'un moins une revendication ou arrière-plan technologique général O : divulgation non-écrite P : document intercalaire I : théorie ou principe à la base de l'invention E : document de brevet bénéficiant d'une date antérieure à la date de dépôt et qui n'a été publié qu'à cette date de dépôt ou qu'à une date postérieure. D : cité dans la demande L : cité pour d'autres raisons & : membre de la même famille, document correspondant		

EPO FORM 1503 (03.93) (P4C13)

1

FIG.1.

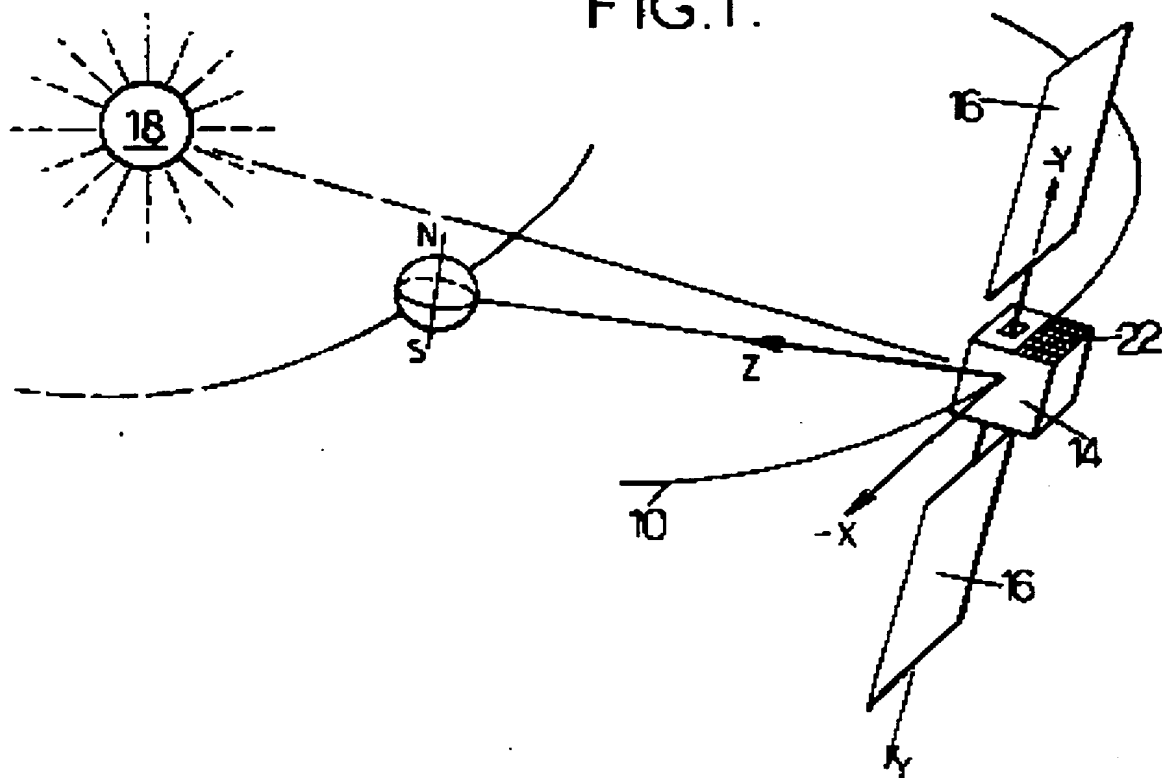
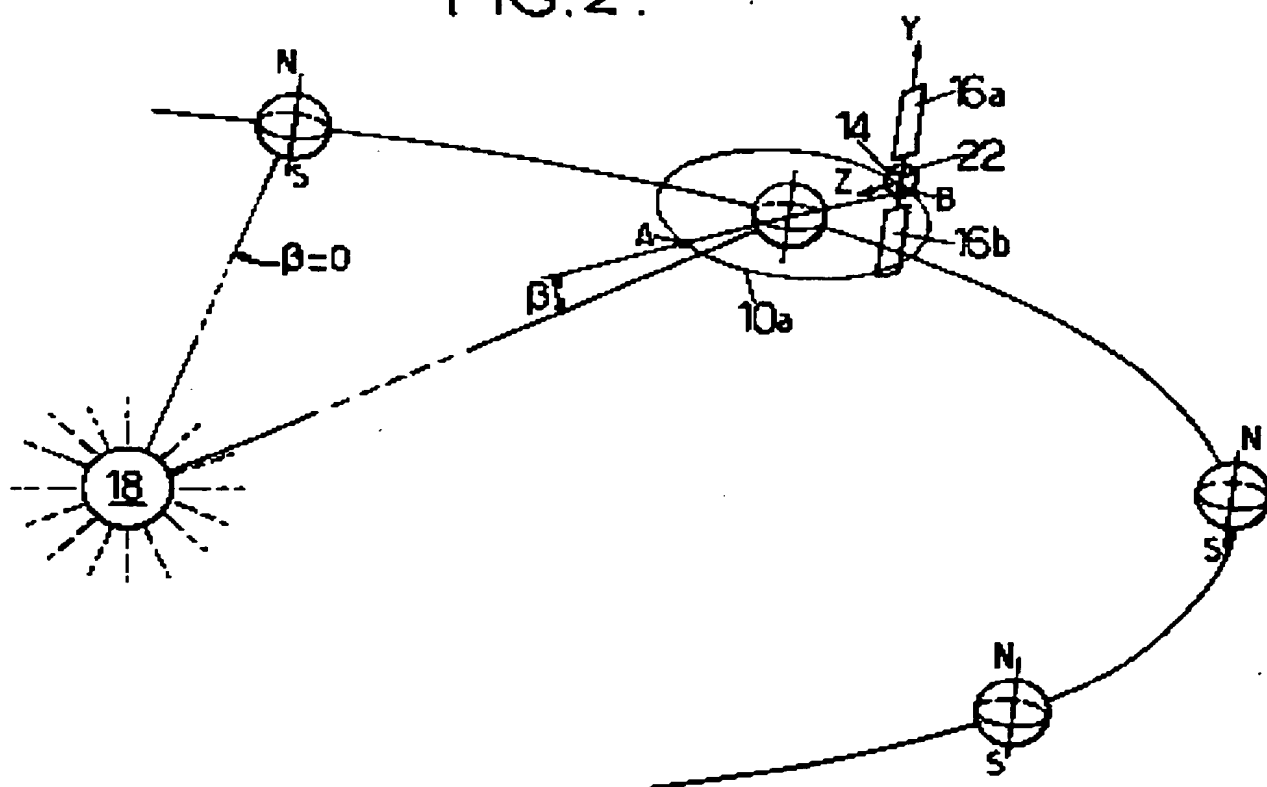


FIG.2.



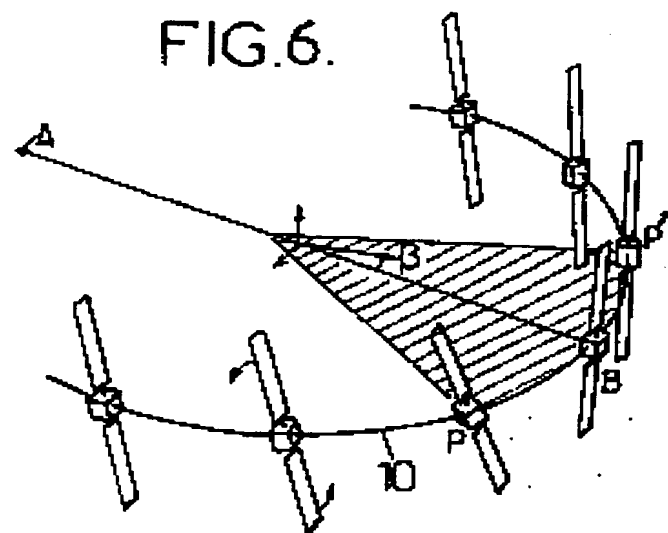
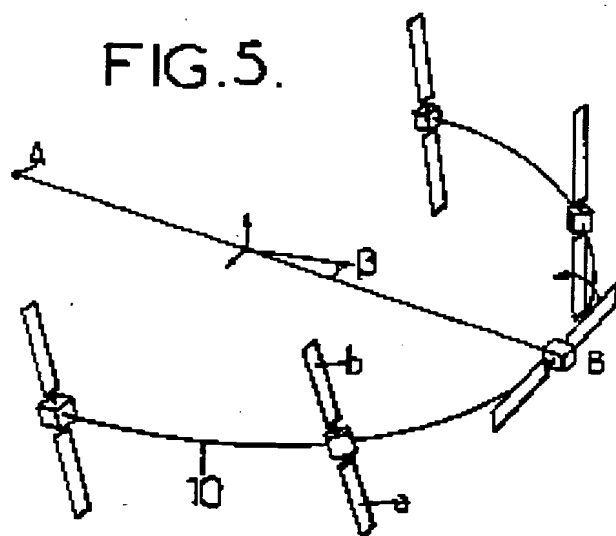
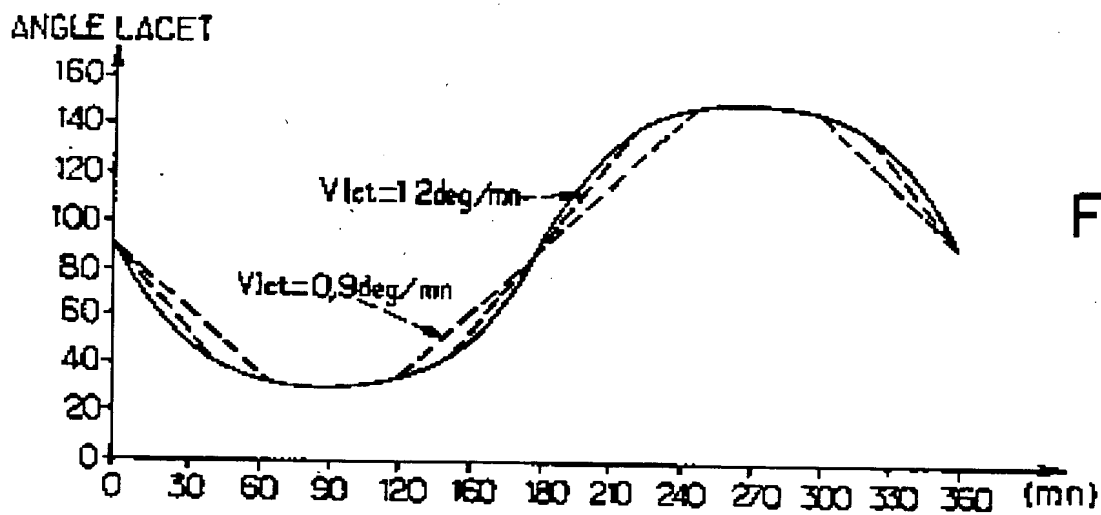
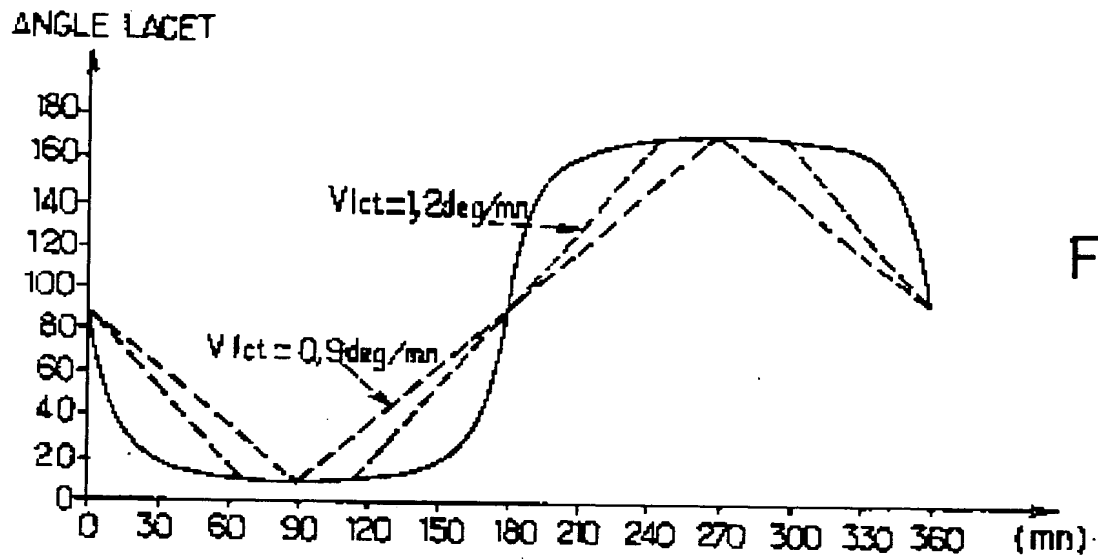


FIG. 7.

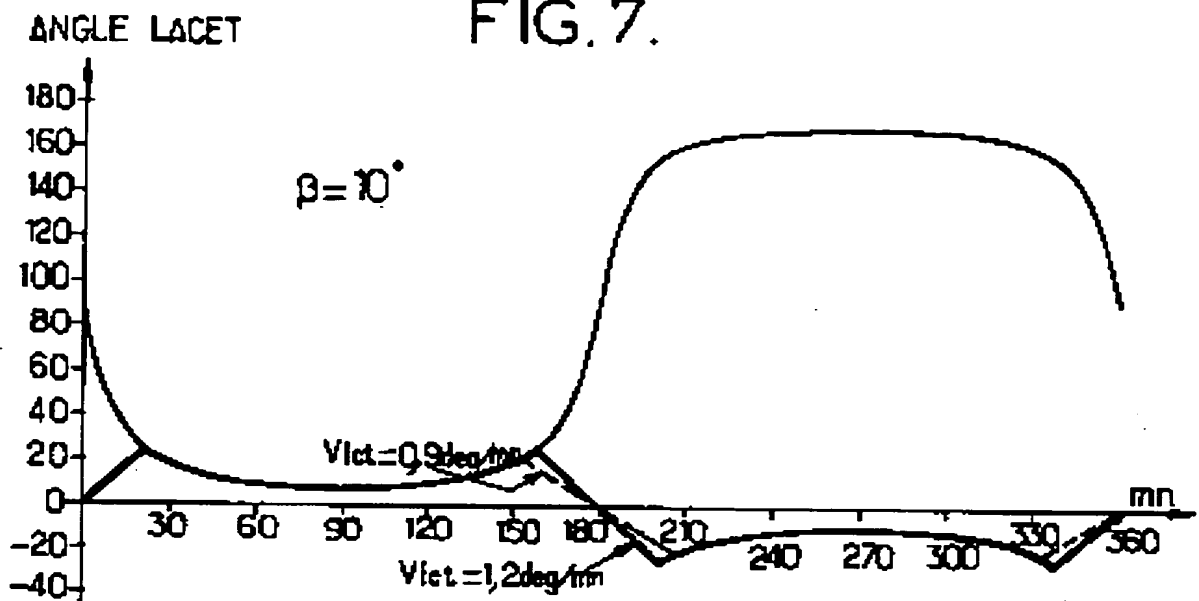
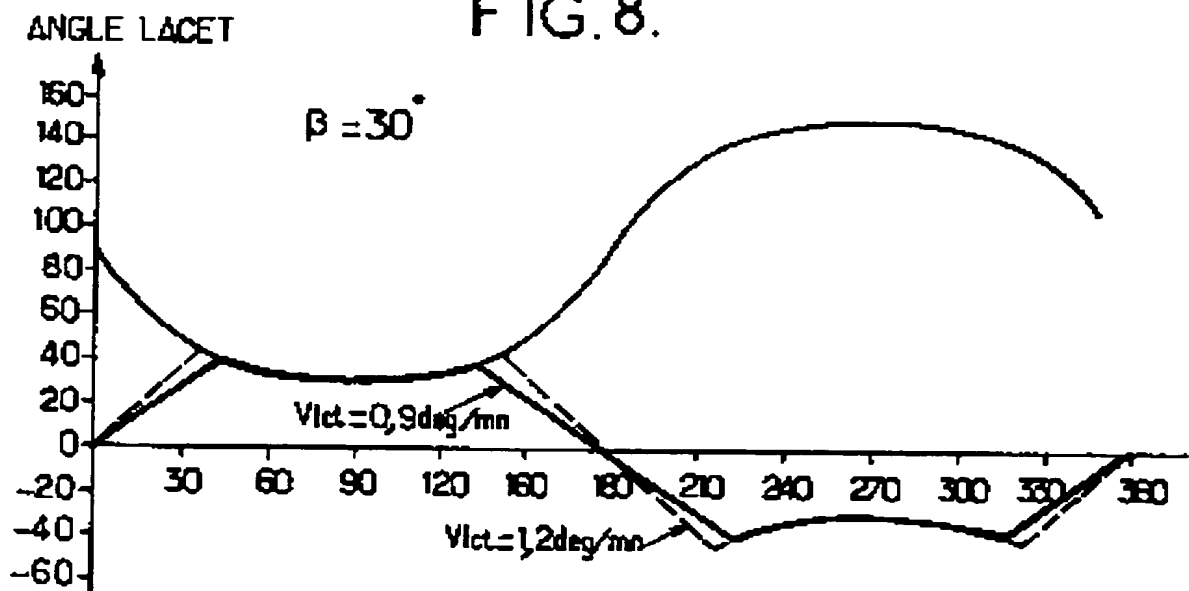


FIG. 8.



THIS PAGE BLANK (USPTO)